



(50)

Deutsche Kl.: 62 c - 15/01

(10)

Auslegeschrift 1 292 502

(21)

Aktenzeichen: P 12 92 502.9-22 (L 43485)

(22)

Anmeldetag: 19. November 1962

(44)

Auslegetag: 10. April 1969

Ausstellungsriorität: —

(30)

Unionspriorität

(32)

Datum: —

(33)

Land: —

(31)

Aktenzeichen: —

(54)

Bezeichnung: Warmluftheizungssystem für Flugzeugkabinen

(61)

Zusatz zu: —

(62)

Ausscheidung aus: —

(71)

Anmelder: Lockheed Aircraft Corp., Burbank, Calif. (V. St. A.)

Vertreter: Ruschke, Dr.-Ing. Hans; Aguilar, Dipl.-Ing. Heinz;
Patentanwälte, 8000 München

(72)

Als Erfinder benannt: Hill, Thomas Gardner, Atlanta;
Goode, Archie Egbert, Decatur, Ga. (V. St. A.)

(56)

Für die Beurteilung der Patentfähigkeit in Betracht gezogene Druckschriften:

DT-AS 1 027 991

DT-AS 1 105 731

US-PS 2 232 587

Die Erfindung bezieht sich auf ein Warmluftheizungssystem für Flugzeugkabinen, welches nicht nur für die Steuerung der Kabinentemperatur, sondern auch für die Fußbodenheizung sorgt.

Es ist bekannt, daß, je höher ein Flugzeug fliegt, desto kälter die Luft ist und die Beheizung von Flugzeugen außerordentlich schwierig wird. Wenn bei der Heizung der Kabine warme Luft über dem Kabinenfußboden zugeführt wird, ist unmittelbar über dem Kabinenfußboden eine kalte Zone vorhanden, weil die warme Luft aufwärts steigt.

Bei der Zuführung von Warmluft über den Kabinenfußboden ist die Aufteilung des Luftstromes zwischen zwei Zweigleitungen durch ein Drosselorgan entsprechend einer Temperaturnmessung bekannt, wobei auch die Anordnung des Drosselorgans in der zweiten Zweigleitung, die in einer bestimmten Höhe oberhalb des Kabinenfußbodens endet, bekannt ist. Es ist ferner in der Belüftungs- und Klimatechnik bekannt, durch eine Leitung erhitzte oder kalte Luft je nach Witterungsverhältnissen zu leiten.

Alle früheren Verfahren und Anordnungen für Flugzeugkabinenheizungssysteme haben die Wärme aus einem Überflusssystem nur zur Heizung des Kabinenraumes benutzt. Die Heizung der Fußbodenzone erfolgte, wenn überhaupt, mittels oberhalb des Fußbodens ausgeblasener Warmluft, was ungenügend für die Fußbodenheizung und die Steuerung derselben ist.

Der Erfindung liegt daher die Aufgabe zugrunde, ein Warmlufttheizungssystem zu schaffen, bei dem nicht nur die Flugzeugkabine, sondern auch ihr Fußboden und die unmittelbar darüberliegende Zone in jeder Flughöhe schnell und angemessen beheizt werden können.

Dies geschieht bei einem Warmlufttheizungssystem für eine Flugzeugkabine mit einer Heißluftquelle, einer Heißluftleitung zur Aufnahme des Heißluftstromes der Heißluftquelle und einer ersten und einer zweiten jeweils mit Luftverteilungseinrichtungen versehenen Zweigleitung, die von der Heißluftleitung abzweigen, wobei die Luftverteilungseinrichtungen der zweiten Zweigleitung in einer bestimmten Höhe über dem Kabinenfußboden angeordnet sind und ein in der zweiten Zweigleitung angeordnetes Drosselorgan, das gemäß der Messung eines Thermostaten eingestellt wird, die durch die beiden Zweigleitungen strömenden Heißluftstromteile relativ zueinander steuert, erfundungsgemäß dadurch, daß die Luftverteilungseinrichtungen der ersten Zweigleitung unter dem Kabinenfußboden zur Heizung des Kabinenfußbodens angeordnet sind und daß der das Drosselorgan einstellende Thermostat im Heißluftstrom unter dem Fußboden angeordnet ist.

Bei einem derartigen Warmlufttheizungssystem mit einer unter dem Kabinenfußboden angeordneten Kammer kann die Kammer räumlich getrennt vom Kabinenfußboden zur Bildung eines Zwischenraumes zwischen dem Kabinenfußboden und der Kammer angeordnet sein, wobei die ersten Luftverteilungseinrichtungen in dem Zwischenraum angeordnet sind, der Zwischenraum stromab mit der Kammer verbunden ist und die erste Zweigleitung ihren Heißluftstromteil der Kammer zuführt, so daß die ersten Luftverteilungseinrichtungen als Luftstrom eine Mischung von durch die erste Zweigleitung gelieferter heißer Luft und von kälterer Luft aus der Kammer aufnehmen.

Es kann auch eine zwischen die zweite Zweig-

leitung und die zweiten Luftverteilungseinrichtungen eingefügte Luftkühlleinrichtung vorhanden sein, wobei eine ventilsteuerte Bypasseinrichtung die zweite Zweigleitung und die zweiten Luftverteilungseinrichtungen unter Umgehung der Luftkühlleinrichtung miteinander verbindet, sowie ein in der Flugzeugkabine angeordneter Thermostat vorhanden sein, der das Ventil der Bypasseinrichtung zur relativen Änderung der durch die Luftkühlleinrichtung und die Bypasseinrichtung strömenden Heißluftströme einstellt.

Ein Ausführungsbeispiel der Erfindung ist in der Zeichnung dargestellt. Es zeigt

Fig. 1 eine teilweise, perspektivische Ansicht eines Warmlufttheizungssystems, das schematisch die verschiedenen Bestandteile zeigt,

Fig. 2 einen Querschnitt durch den Flugzeugrumpf nach Fig. 1,

Fig. 3 eine Draufsicht auf das Warmlufttheizungssystem aus dem Zwischenraum unmittelbar unter dem Kabinenfußboden und

Fig. 4 eine andere Ausführung der Verteilungs- und Mischungseinrichtung der Heißluft für den Kabinenfußboden.

Das Warmlufttheizungssystem umfaßt eine obere Luftleitung 26 in der Kabine zur Verteilung von warmer oder kalter Luft und eine Luftleitung in einer Kammer unter dem Kabinenfußboden zur Heizung des letzteren. Das System verteilt einen konstanten Heißluftstrom an beide Luftleitungen. Der Anteil des Heißluftstromes zur Heizung des Kabinenfußbodens wird durch einen Thermostaten 30 geregelt, der ein Drosselorgan 9, das als Drosselventil ausgebildet ist, steuert, wodurch der Luftstrom bestimmt wird, der in die obere Luftleitung strömt. Eine Zunahme des Luftstromes für die Fußbodenheizung tritt durch eine Schließbewegung des Drosselventils 9 ein, während eine Abnahme bei einem Öffnen des Drosselventils erfolgt.

Durch eine Heißluftleitung 3 (Fig. 1) wird heiße Abzapfluft von den Triebwerken des Flugzeugs 1, die sich in den Triebwerksgondeln 2 befinden, zur Einführung in das Warmlufttheizungssystem einer Leitung 4 zugeführt, die auf einen im wesentlichen konstanten Luftstrom durch das Ventil 5 gesteuert wird. Hinter dem Ventil 5 verzweigt sich die Leitung 4 in die parallelen Leitungen 6 und 7, die ihrerseits durch Drosselventile 8 bzw. 9 gesteuert werden.

Stromabwärts von dem Drosselventil 8 teilt sich die Leitung 6 in zwei Kanäle 10 und 11, von denen jeder (Fig. 3) zu einer Strahlpumpe 12 führt, die in einer Kammer 13 unter dem Kabinenfußboden 14 des Flugzeugs angeordnet ist. Die Strahlpumpen 12 sind angeordnet, um eine Mischung aus heißer Abzapfluft aus der Leitung 6 als primäres Strömungsmittel mit mitgenommener Luft aus der Kammer 13 als sekundäres Strömungsmittel zu schaffen. Die gemischten Luftströme aus den Strahlpumpen 12 sind in Luftverteilungseinrichtungen 15 gerichtet, die in einem Zwischenraum 16 angeordnet sind, der zwischen Kabinenfußboden 14 und einer Scheidewand 17 gebildet ist, die die obere Begrenzung der Kammer 13 bildet. Die Luftverteilungseinrichtungen 15 haben eine Mehrzahl von Verteilungsdüsen 18, die die Mischung aus der Primär- und Sekundärluft in den Zwischenraum 16, wie es durch die Strömungspfeile 19 gezeigt ist, auslassen, um den Kabinenfußboden 14 zu heizen.

Ein Teil des Luftstromes in dem Zwischenraum 16

kehrt zu der Kammer 13 durch Öffnungen 20 in der Scheidewand 17 zurück, wobei der Rest des Luftstromes durch den Zwischenraum 16 hindurch in die Flugzeugkabine durch Seitenschlitze 21 gefördert wird, wie durch den Strömungspfeil 21a (Fig. 2) angezeigt ist.

Die Abzapfluft, die durch die Leitung 7 und das Drosselventil 9 strömt, geht durch eine Luftkühleinrichtung 22 oder eine Bypassleitung 23, die durch ein Ventil 24 gesteuert wird, in die Leitung 25, die ihrerseits mit der oberen Luftleitung 26 verbunden ist, die eine Vielzahl von Verteilungsdüsen 27 aufweist, über die der Luftstrom in die Flugzeugkabine strömt. Die Aufteilung des Luftstromes in Leitung 7 stromabwärts von dem Drosselventil 9 wird durch das Ventil 24 gesteuert, das auf einen Thermostaten 28 anspricht, der in der Flugzeugkabine angeordnet ist. Die Anzeige durch den Thermostaten 28 für mehr Heizluft an die Kabine aus der oberen Luftleitung 26 bewirkt eine Öffnungsbewegung des Ventils 24, während eine Anzeige durch den Thermostaten 28 für kühlere Luft eine Schließung des Ventils 24 ergibt, wodurch ein größerer Teil des Luftstromes in der Leitung 7 durch die Luftkühleinrichtung 22 gedrückt wird. Durch Verstellung des Ventils 24 kann Luft bei irgendeiner gewünschten Temperatur in den Grenzen der Temperatur der Abzapfluft und der Kapazität der Luftkühleinrichtung 22 an die Kabine über die obere Luftleitung 26 geliefert werden.

Der Fußbodenheizteil des Systems wird durch einen An-Aus-Schalter 29 betätigt, der das Drosselventil 8 steuert, so daß, wenn keine Heizung des Kabinenfußbodens 14 erfolgen soll, das Drosselventil 8 geschlossen wird, wodurch sämtliche Luft durch die Leitung 7 in die obere Luftleitung abgeführt wird. Bei Öffnen des Drosselvents 8 wird sich die Abzapfluft, die von der Leitung 4 geliefert wird, in die Leitungen 6 und 7 verteilen, und die Menge warmer Abzapfluft, die über die Leitung 6 in den Fußbodenheizteil des Systems geht, wird durch die Temperatur der Sekundärluft in der Kammer 13 durch einen Thermostaten 30 gesteuert, der in der Kammer 13 angeordnet ist. Der Thermostat 30 steuert das Öffnen und Schließen des Drosselvents 9. Wenn der Thermostat 30 eine höhere Temperatur anfordert, was bedeutet, daß mehr heiße Abzapfluft über Leitung 6 in den Fußbodenheizteil des Systems strömen soll, wird das Drosselventil 9 in eine Schließrichtung bewegt, während, wenn der Thermostat 30 Heizluft mit niedriger Temperatur für den Fußboden anfordert, das Drosselventil 9 geöffnet wird. Über das Ventil 5 hinaus geht der Weg geringsten Widerstandes durch die Drosselventile 9 und 24 zu der oberen Luftleitung 26 anstatt durch das Drosselventil 8 zu den Strahlpumpen 12 in dem Fußbodenheizteil. Daher muß bei der Forderung für mehr Wärme in dem Fußbodenheizteil das Drosselventil 9 schließen, um die Abzapfluftmenge für die obere Luftleitung zu reduzieren, wodurch mehr Luft für den Fußbodenheizteil verfügbar wird, da das Ventil 5 immer eine konstante Luftmenge liefert, ungeachtet der thermostatischen Forderungen. Ferner kann, um zu vermeiden, daß durch die obere Luftleitung 26 keine Luft mehr strömt, wenn durch den Fußbodenheizteil die maximale Luftmenge strömt, eine Öffnung von geeigneter Größe in dem Drosselventil 9 vorgesehen sein, um das vollständige Schließen dieses Drosselvents 9 zu verhindern.

Die Luftmenge an die Flugzeugkabine durch die Seitenschlitze 21 ist im wesentlichen gleich der Luftmenge durch das Drosselventil 8, denn obzwar eine Mitnahme der Luft aus der Kammer 13 vorhanden ist, kehrt ein Teil des gemischten Luftstromes von den Verteilungsdüsen 18 an die Kammer 13 durch die Öffnungen 20 zurück. In gleicher Weise ist die Luftmenge, die in die Flugzeugkabine durch die obere Luftleitung 26 geliefert wird, im wesentlichen gleich der Menge der Abzapfluftmenge durch das Drosselventil 9.

Wenn das Warmluftheizungssystem in Betrieb ist, wird eine stetige Luftströmung in die Kammer aufrechterhalten, und zwar durch Freigabe von überschüssiger Luft durch einen Abgabehahn 31, der durch eine Drucksteuerung 32 betätigt wird, die sich in der Flugzeugkabine befindet.

Fig. 4 zeigt eine andere Strahlpumpenanordnung zur Zuführung der Abzapfluft aus der Leitung 6 in die Kammer 13. Diese Ausführung enthält eine Verzweigung 33 mit zwei Strahlpumpen 112, die mit den Luftverteilungseinrichtungen 115 verbunden sind. Wenn die Abzapfluft von Leitung 6 durch die Strahlpumpen 112 hindurchgeht, wird Sekundärluft aus der Kammer 13 mitgenommen, wie es durch die Strömungspfeile 113a angezeigt ist, wobei die mitgenommene Sekundärluft durch Abgabe einer Mischung aus Primär- und Sekundärluft aus den Luftverteilungseinrichtungen 115 durch angewinkelte Düsen 34 ergänzt wird, die an den Luftverteilungseinrichtungen 115 zwischen den Strahlpumpen 112 und Verteilungsdüsen 18 angeordnet sind, die die gemischte Primär- und Sekundärluft in den Zwischenraum 16 unter den Kabinenfußboden abgeben. Diese Strahlpumpenanordnung ist vorgesehen, um das Erfordernis von Öffnungen 20 in der Scheidewand 17 zu beseitigen.

Somit ist mit der Erfindung ein Warmluftheizungssystem für eine Flugzeugkabine geschaffen, bei dem warme Luft zum Heizen des Fußbodens der Kabine vorgesehen ist, bevor diese Luft in die Kabine strömt. Die gleichzeitige Luftlieferung an die Kabine von der oberen Luftleitung bewirkt, daß Temperaturschichtungen in der Flugzeugkabine verhütet werden.

Patentansprüche:

1. Warmluftheizungssystem für eine Flugzeugkabine mit einer Heißluftquelle, einer Heißluftleitung zur Aufnahme des Heißluftstromes der Heißluftquelle und einer ersten und einer zweiten jeweils mit Luftverteilungseinrichtungen versehenen Zweigleitung, die von der Heißluftleitung abzweigen, wobei die Luftverteilungseinrichtungen der zweiten Zweigleitung in einer bestimmten Höhe über dem Kabinenfußboden angeordnet sind und ein in der zweiten Zweigleitung angeordnetes Drosselorgan, das gemäß der Messung eines Thermostaten eingestellt wird, die durch die beiden Zweigleitungen strömenden Heißluftstromteile relativ zueinander steuert, dadurch gekennzeichnet, daß die Luftverteilungseinrichtungen (15, 115) der ersten Zweigleitung unter dem Kabinenfußboden (14) zur Heizung des Kabinenfußbodens angeordnet sind und daß der das Drosselorgan (9) einstellende Thermostat

(30) im Heißluftstrom unter dem Fußboden angeordnet ist.

2. Warmluftheizungssystem nach Anspruch 1 mit einer unter dem Kabinenfußboden angeordneten Kammer, dadurch gekennzeichnet, daß die Kammer (13) räumlich getrennt vom Kabinenfußboden (14) zur Bildung eines Zwischenraumes (16) zwischen dem Kabinenfußboden (14) und der Kammer (13) angeordnet ist, wobei die ersten Luftverteilungseinrichtungen (15, 115) in dem Zwischenraum (16) angeordnet sind, der Zwischenraum (16) stromab mit der Kammer (13) verbunden ist und die erste Zweigleitung ihren Heißluftstromteil der Kammer (13) zuführt, so daß die ersten Luftverteilungseinrichtungen (15, 15)

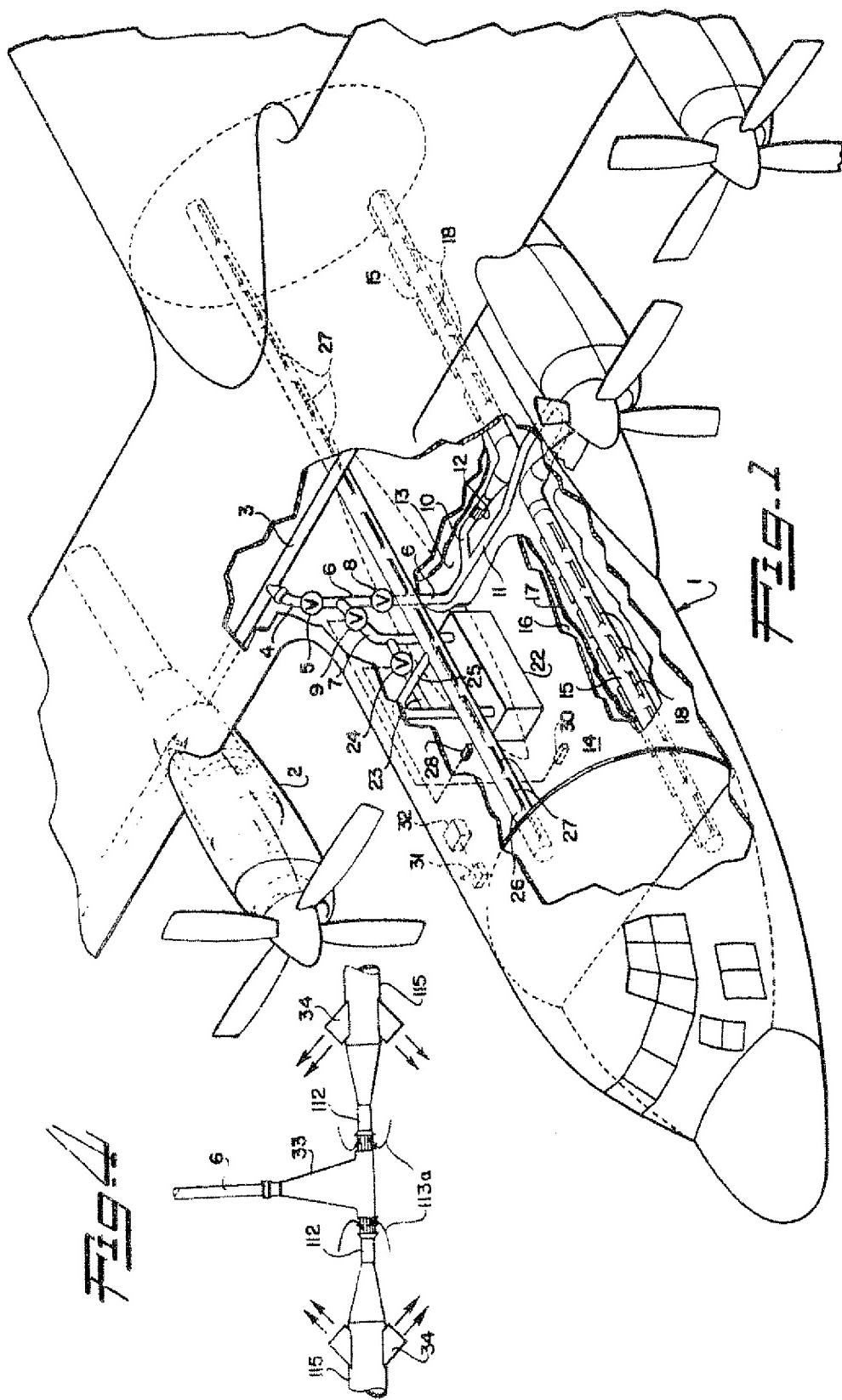
10

15

erste Zweigleitung gelieferter heißer Luft und von kälterer Luft aus der Kammer (13) aufnehmen.

3. Warmluftheizungssystem nach Anspruch 1 oder 2, gekennzeichnet durch eine zwischen die zweite Zweigleitung und die zweiten Luftverteilungseinrichtungen eingefügte Luftkühlleinrichtung (22), wobei eine ventilsteuerte Bypasseinrichtung (Bypasseitung 23, Ventil 24) die zweite Zweigleitung und die zweiten Luftverteilungseinrichtungen unter Umgehung der Luftkühlleinrichtung (22) miteinander verbindet, sowie durch einen in der Flugzeugkabine angeordneten Thermostaten (28), der das Ventil (24) der Bypasseinrichtung zur relativen Änderung der durch die Luftkühlleinrichtung (22) und die Bypasseinrichtung strömenden Heißluftströme einstellt.

Hierzu 1 Blatt Zeichnungen



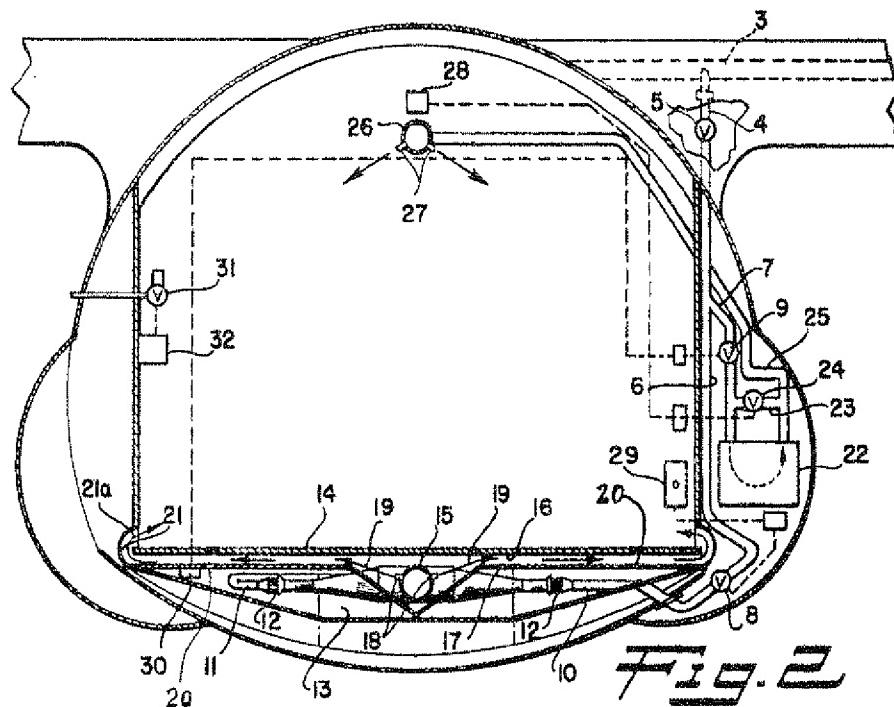


Fig. 2

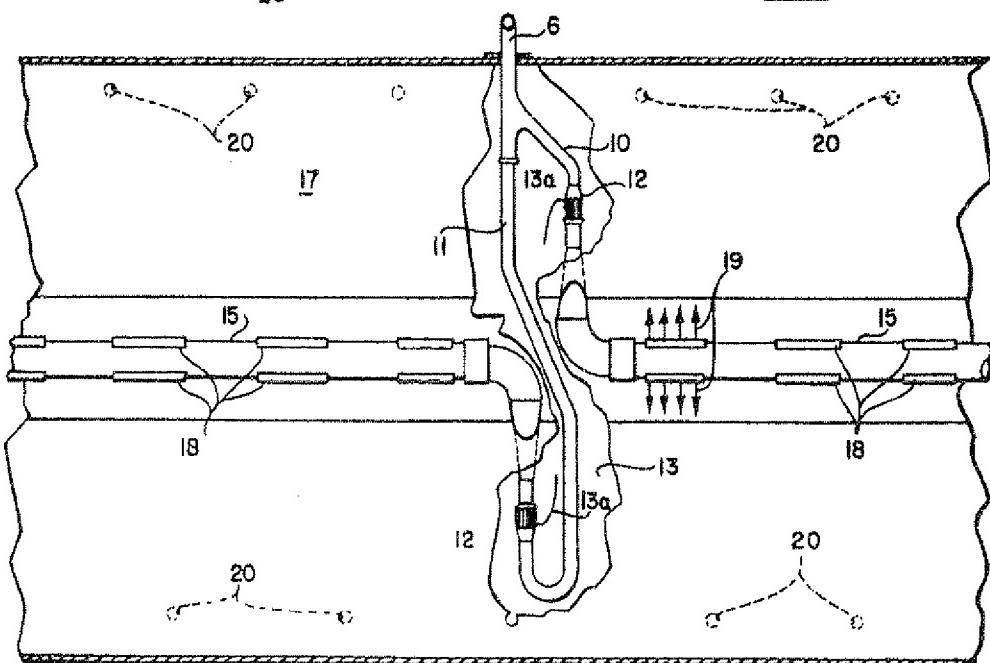


Fig. 3